



パラファイル回収技術と航法・誘導・制御に関する 予備研究：研究成果報告

著者	小田切 真司, 伊藤 兼一, 岸本 泰尚, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2005
ページ	79-85
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008653

パラファイル回収技術と航法・誘導・制御に関する 予備研究：研究成果報告

著者	小田切 真司，伊藤 兼一，岸本 泰尚，溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2005
ページ	79-85
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008653

小田切 真司(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

伊藤 兼一(機械システム工学専攻 高速流体力学研究室)

岸本 泰尚(機械システム工学科 高速流体力学研究室)

溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)

1. はじめに

小型超音速無人飛行機の着陸回収方法としては、有翼機体による水平着陸を最終目標とするものの、開発途中の飛行実験における簡便な回収方法や、各種不具合に起因する滑走路外での回収方法として、パラfoilによる滑空・着陸技術が有望である。

パラfoilとは翼形状を持つパラシュートであり、スカイスポーツの世界ではパラグライダーとしてよく知られている。これは滑空飛行、旋回操作、および定点着陸が可能なので、飛行体を安全かつ確実に回収する一手法として期待されている。これらの利点を活用したパラfoil飛行システムが確立されれば、新たな航空宇宙機サブシステムとして広範な利用が期待される。

本センターで研究開発を目指している小型超音速無人飛行機をはじめ、将来の多くの航空宇宙機は、自律飛行能力を付与される。従って、これを回収・着陸させるためのパラfoil飛行システムも、自律的飛行能力を持つことが肝要である。パラfoilを用いて自律的に滑空・着陸させるための誘導則・制御則を構築するためには、パラfoil飛行体の飛行特性(空力特性および運動特性)を詳細に同定する必要がある。これまで風洞試験・飛行試験・自動車曳航によるパラfoilの飛行特性を検討した研究は国内に何例かあるが、自律的誘導則・制御則を構築するには飛行特性データの蓄積が不十分である。

本研究では、小型超音速無人飛行機の開発における補助的飛行・回収手段として、パラfoilによる自律的回収システムの構築を目指している。スカイスポーツで用いられる翼幅 10m 級のパラfoilでは規模が大きく取り扱い等に習熟を要するため、前段階として、小型の翼幅 5m 級のパラfoilを用いた飛行実験機を試作し、飛行実験を行うことを通して、パラfoil飛行体の飛行特性を定性的に把握することを狙う。

飛行実験方法としては熱気球等を利用して高空から実験機を落下させて、開傘・滑空・着陸させる方法が望ましい。しかし、高空まで実験機を運ぶプラットフォームを構築するのは容易ではないため、当面、予備的な落下開傘実験や滑空飛行実験を行いパラfoilの取り扱いに習熟すると共に、パラfoilの挙動を確認する。また、近い将来の本格的なパラfoil飛行実験のために、飛行特性計測・解析のための航法アビオニクスを試作する。

2. 翼幅 5m 級パラfoil飛行実験機の試作

実験機はパラfoilと機体系によって構成される。その概観を Fig. 1 に示す。

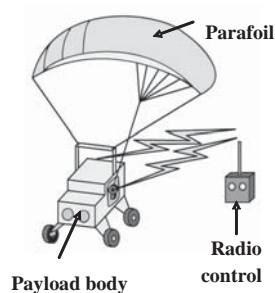


Fig. 1. パラfoil飛行実験機の概観

パラfoilとして翼幅 5m 級のfoilカイトを改良し使用する. その各部名称を Fig. 2 に, 諸元を Table 1 に示す. パラfoilは大きく分けてキャンピー, サスペンションライン, コントロールラインによって構成される. キャンピー前縁にはエアインテークが設けられており, そこから流入した空気のラム圧によって翼形状が形成される. またコントロールラインを引くことによって翼に抗力が生じ, 引いたラインの方向に旋回を行うことができる. 翼幅 10m 級パラグライダーの搭載可能質量を参考にした比例計算から, 翼幅 5m 級のパラfoilの搭載可能質量は, 約 15kg と見積もられる.

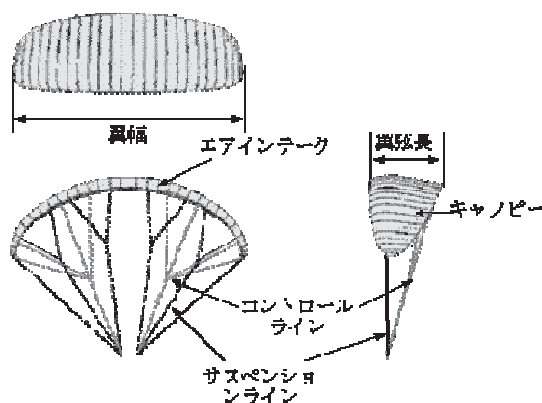


Table 1. パラfoilの緒元

MODEL	EDEL 501C
Span[m]	4.8
Chord at root[m]	1.63
Wing Area[m ²]	6.82
Height[m]	3.62
Weight[kg]	1.1
Number of Cells	20

Fig. 2 パラfoilの構成

機体系は, 筐体, 降着装置, および無線操縦機器で構成される. 筐体は, 軽量かつ強固な構造を得るため, セミモノコック構造を採用している. これによって, 将来計測機器を搭載するのに十分な空間が確保できる. 材料としては, 安価で軽量なアルミ合金を用いる. 降着装置は, 着地時の衝撃緩和と安定性を考慮した構造とする. 加えて, 滑走面状況に応じて 4 ホイールタイプとスキッドタイプの換装できるように取り外しが容易な構造とする. 無線操縦機器としては, 筐体の両側にサーボアクチュエータを取り付け, パラfoilのコントロールラインを巻き取る. 巻き取り操作は目視による遠隔操作で行う. 機体系の外観と構造を Fig. 3 に示す.

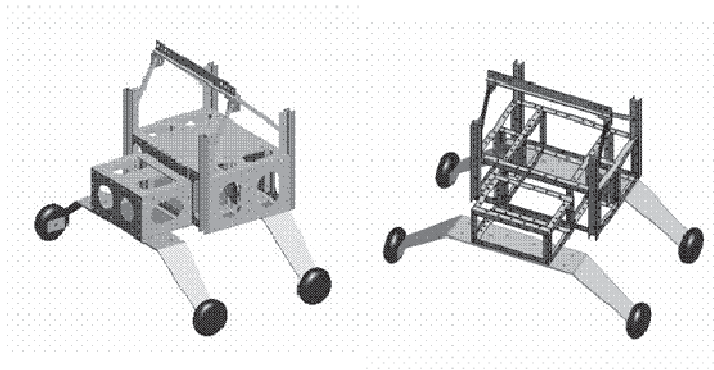


Fig. 3 機体系の外観と構造



Fig. 4 自動落下装置の外観

3. 落下開傘実験

解放してからパラfoilが開傘するまでの実験機の挙動を確認するために、落下開傘試験を実施した。実験場所としては、実験機を真下に落下させられるような場所が望ましいため、本学構内の建物の一角を使用した。高度差は約 17m である。安全に充分配慮しつつ、人通りの少ない早朝に実施した。

試作した自動落下装置の写真を Fig. 4 に示す。手順としては、まず、錘を取り付けたパラfoilのラインをすべて一箇所にまとめながら、キャンピーを小さく畳む。錘には砂袋を用いる。キャンピーを自動落下装置のキャンピーコンテナ内に収納し、ニクロム線カッターを設置したナイロンテグスで機体系を吊る。無線送信機の入力により機体系を吊っているナイロンテグスが切断される。これによって機体系が解放され、ラインにテンションがかかり、コンテナ内からキャンピーが引き出される。

当日の天候はほぼ無風であった。錘重量は実験機機体系と同等の重量 7kg である。Fig. 5 に実験の様子を 0.6 秒ごとの画像で示す。無線送信機の入力後、約 2 秒後にナイロンテグスが切断され、錘が落下し、ラインにテンションがかかり、コンテナ内部からキャンピーが引き出され、約 8m 落下した時点でパラfoilが全開傘することが確認された。

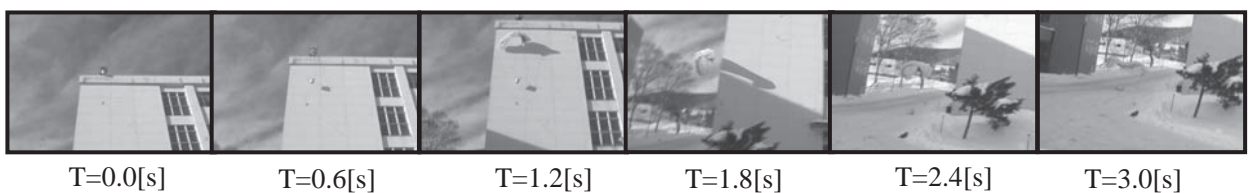


Fig. 5 落下開傘実験の様子

4. 滑空実験

実験場所は、高度差があり、傾斜が急な斜面であること、着地点周辺に障害物がないこと、安全に実験が行えること、本学から車で 30 分程度であることを考慮して、室蘭市内の海岸段丘急斜面を選定した。この斜面は、南東向きで高度差約 35[m]、傾斜約 45 度である。

手順としては、まず、実験機の機体系を 1 名が支持する。パラfoilが十分に風をはらみ次第、離陸速度を実験機に与えるため、助走をしてから機体系の支持を外す。旋回操作、フレア操作は無線操縦で行う。この時の無線操作はスティック操作ではなくトリムレバー操作によって細かく行なう。

今回はライン長の異なる2種類のキャノピー（canopy A：最長部 3730[mm]，canopy B：最長部 =4230[mm]）を用意し、それぞれのライン長がローリング運動に与える影響を確認する。

実験当日の天候は、風速約 2m/s，風向は canopy A の飛行の際は南南西，canopy B の飛行の際は南南東であった。機体系重量は 6.6kg である。実験の様子を Fig. 6，Fig. 7 に示す。

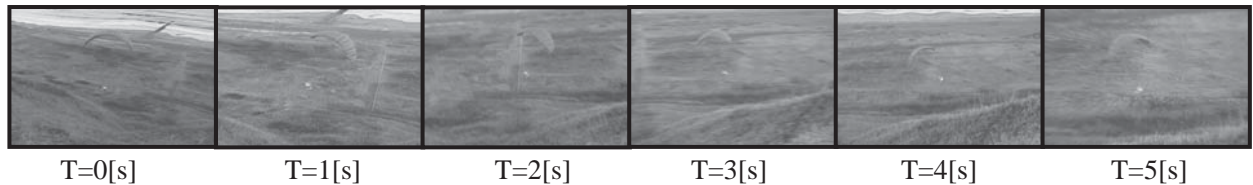


Fig. 6 canopy A(ライン最長部 3730[mm])の滑空実験

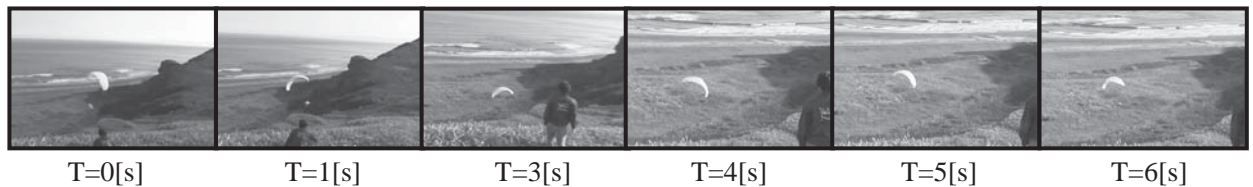


Fig. 7 canopy B(ライン最長部=4230[mm])の滑空試験

Fig. 6，Fig. 7を比較すると、両条件ともほぼ同様のローリング運動をするものの、ライン長が長い canopy B の方がローリング運動からの回復が早いことが分かる。また、旋回速度も canopy B のほうがゆっくりしており、無線操縦時の操舵も的確に行なう事が可能であった。しかし、キャノピーと機体系の距離が遠いため操縦の応答がやや遅い傾向がある。

5. 機上航法アビオニクスを試作

パラfoilの飛行特性を計測するために、実験機に搭載する航法アビオニクスを設計・試作した。そのシステムブロック図を Fig. 8 に、概観を Fig. 9 に示す。

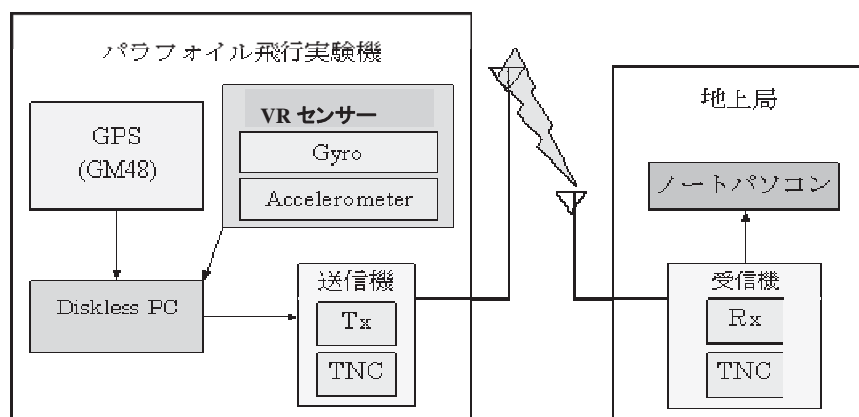


Fig. 8 航法アビオニクスのブロック図



Fig. 9 航法アビオニクスの外観

機上コンピュータとしては、機械式の HDD は重量がかさむだけでなく、着地時の衝撃で破損する可能性が大きいため、ディスクレス PC とする。実時間計測・実時間制御を実現するため、Real Time Linux 等の Real Time OS を搭載する。Linux は通常無償で配布されており、他の OS に比べ、低い性能の CPU でも軽快に動作するという利点がある。今回は予備的研究であるので、簡便のために、Windows 搭載のノートパソコンを用いている。

位置、速度、方位および時刻等を計測するために汎用 GPS 受信機を使用する。計測レートは 1[Hz] である。将来、研究開発段階に応じて、一層高精度・高レートの Differential GPS (DGPS) や、Real-time Kinematics GPS (RTK-GPS) を採用する見込みである。

加速度、角速度および角度を 3 自由度計測するために、VR センサーを用いる。これには、振動ジャイロおよび加速度センサーが各々 3 個搭載されており、60[Hz] の頻度で計測することができる。計測データは A/D 変換され、RS-232C コネクタ経由で直接パソコンに取り込むことができる。

GPS と加速度センサーの計測レートが 1[Hz] と 60[Hz] と相異なっているため、これらの出力信号を単一のアプリケーションソフトで一元処理することにより、測定時刻を同期させる必要がある。また、GPS の出力データはテキスト(文字列)であるが、加速度センサーの出力データはバイナリ(二進数による内部表現)であるので、適切に数値変換する必要がある。このような計測タイミングの同期およびデータ変換を含む一元的データ処理を実現するために、プログラミングソフト LabVIEW を用いる。LabVIEW は、グラフィカルプログラミング方式を採っているため能率的かつ直截的なプログラム開発が可能である。さらに、計測とシーケンス制御を一元的に取り扱うことができるので、本研究における航法用プログラムを発展させる形で将来誘導・制御シーケンスを構築できる。

機上航法アビオニクスによって収集した航法データを機上と地上局の双方で並行して保存する。機上から地上局への無線伝送手法の詳細に関しては現在検討中である。また、将来的にはポテンションメーターや対気速度計、および気圧高度計を統合することを計画している。

6. 自動車走行による航法アビオニクスの予備的性能検証

試作した航法アビオニクスを自動車に搭載して地上走行によってその性能を予備的に検証した。走行ルートを図 10 に示す。[S] がスタート地点、[G] がゴール地点である。計測時間は 586(s) であった。



Fig. 10 走行ルート

Fig. 11 は、GPS による測位データを 3 次元グラフ(緯度, 経度, 高度)に表示したものである。自動車の進行方向を太い矢印で示している。自動車の走行経路が良好に計測されている。ただし、走行中に測位衛星数が不規則に変化し、測位データの精度にばらつきが生じることが分かった。

Fig. 12 は、VR センサーによって取得された前後方向加速度のグラフである。x 軸を時間, y 軸を加速度としている。加速度センサーの計測レートは最大 60 [Hz] であるが、データ整理を容易にする為に、今回は計測レートを 10 [Hz] に抑え、データ量を低減している。自動車の加速, 定常走行, 減速, および停止に対応した加速度の細かい変化がとらえられている。図中 250 秒付近の縦線は、Fig. 11 中の走行経路の折れ曲がり点(鷺別交差点)に対応している。

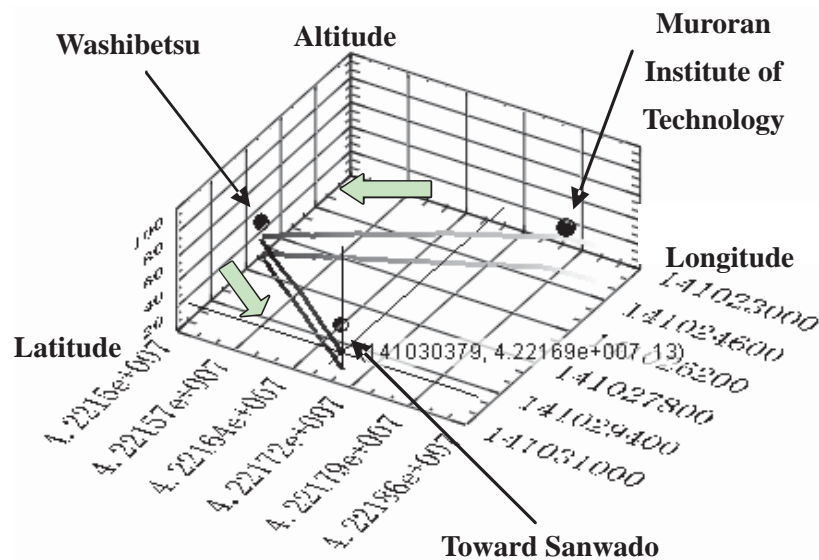


Fig. 11 GPS による測位データ

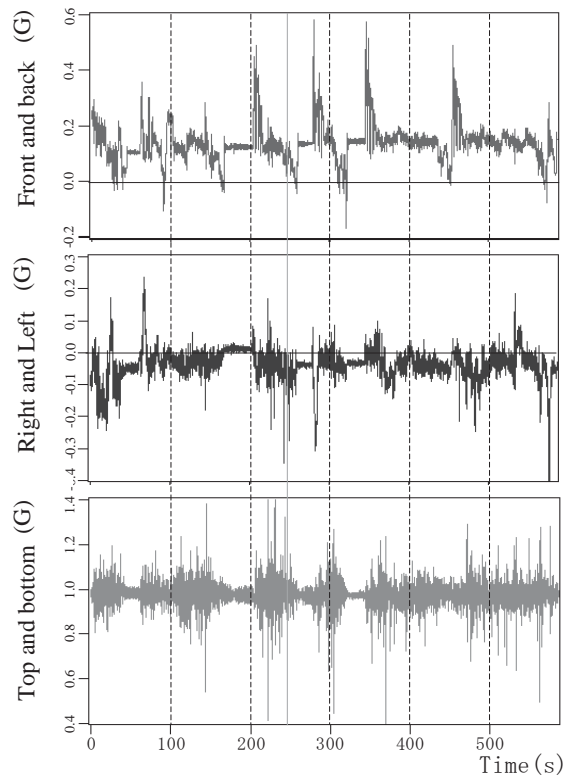


Fig. 12 VR センサーによる加速度データ

7. まとめ

パラfoil飛行実験機の設計・試作を通して、実験機製作技術を獲得した。落下開傘・滑空飛行実験を行うことによって、パラfoilの取り扱いノウハウや操縦法を獲得し、飛行特性を定性的に把握した。また、航法用アビオニクスを予備的に設計・試作し、自動車に搭載して地上走行状態での性能を検証するとともに、GPS、VRセンサー、LabVIEW等に関するノウハウを獲得した。これを、次年度以降パラfoil飛行実験機に搭載し、その飛行特性を計測・同定する計画である。また、この航法用アビオニクスは、別途開発される誘導・制御用アビオニクスと統合される予定である。

参考文献

- 1) NASA Johnson Space Center: DESIGN AND TESTING OF THE X-38 SPACECRAFT PRIMARY PARAFOIL, AIAA J., 2000.
- 2) 赤坂 剛史: パラグライダーの飛行特性に関する研究, 東海大学大学院博士論文, 1998.
- 3) 東 昭: パラグライダーの特性, 日本航空協会, 1996.
- 4) 小野寺 久憲, 小宮 國男, 高橋 和之, 内藤 邦裕, 中台 章, 西ヶ谷 一志 共著: パラグライダー教程, スキージャーナル, 1993.
- 5) 箱島秀昭, 「模型航空機搭載型プログラム飛行装置の開発」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 53, No. 615, pp. 101-107, 2004 年.
- 6) 加藤照英, 「航空電子装備(上巻), (下巻)」, 社団法人日本航空技術協会, 1985 年.